MM

Transports Canada
Développement

Transport Canada
Development

TP 3481 F

Appareil ADAC à consommation spécifique améliorée: Phase II

Rapport sommaire

Préparé pour le
Centre de développement
des transports
Transports Canada

mars, 1982

CA1
DTC 801
82
E22Z
c.2

DHC-CDT 81-1

Transport Canada / Transports Canada
Library and Information Centre /
Centre de Documentation GSLA
Ottawa, Canada K1A 0N5

AVION DE TRANSPORT ADAC A CONSOMMATION AMÉLIORÉE

PHASE II - RAPPORT RÉCAPITULATIF

Rapport touchant les recherches faites
sur un ADAC sous l'égide du

CENTRE DE DÉVELOPPEMENT DES TRANSPORTS
TRANSPORTS CANADA

aux termes du
marché CDT 107902

Novembre, 1980

Par: B. Eggleston .....
B. Eggleston

Remis par: B. Eggleston .....
B. Eggleston Directeur, Techniques de pointe

Approuvé par: J.P. Uffen .....
J.P. Uffen Directeur, Développement technique

THE DE HAVILLAND AIRCRAFT OF CANADA LIMITED

Le coutenu du présent rapport ne réflète que les opinions de l'auteur et ne saurait eu aucun cas engages les politiques et positions officielles du Centre de développement des transports, Transports Canada.

Also available in English under the title "Energy Efficient STOL Transport Aircraft: Phase II Findings and Research Recommendations - Summary Report" TP 3481E.

ÉQUIPE D'ETUDE

L'équipe de projet mise sur pied par De Havilland du Canada se composait:

Messrs. - B. Eggleston
- R. J. D. Poole
- D. J. Barber
- D. C. Oswald
- et autres

REPORT DOCUMENTATION FORM

1. Transport Canada Report No.	2. TDC Project No.	3. Recipient's Catalogue No.
3481 F	4079	

4. Title and Subtitle	5. Report Date
Energy Efficient STOL Transport Aircraft: Phase II Summary Report	January 1982
	6. Performing Organization Report No. DHC-TDC 81-1
7. Author(s) B. Eggleston	8. Transport Canada File No. D-1455-112-6
9. Performing Organization Name and Address De Havilland Aircraft of Canada, Ltd. Downsview, Ontario M3K 1Y5	10. DSS File No.
	11. DSS or Transport Canada Contract No. OSD80-00036
12. Sponsoring Agency Name and Address Transportation Development Centre 1000 Sherbrooke St. West, Montreal, Quebec H3A 2R3	13. Type of Report and Period Covered Summary - Jan. 80-Feb.81
	14. Sponsoring Agency Code
15. Supplementary Notes	16. TDC Project Officer W. H. D. Hanchet

17. Abstract

The report summarizes work by De Havilland Canada in Phase II of a program to improve the energy efficiency of future STOL transport aircraft.

Airfoils of 21% and 13% maximum thicknesses were designed suitable for a propeller. The airfoils were members of a family including a 6% thick airfoil studied in Phase I. Two-dimensional tests of the airfoils at NAE showed significant improvement in maximum lift, best lift/drag ratio and minimum drag relative to conventional propeller airfoils. These improvements will increase propeller efficiencies by 1-3% and propeller blades can be made narrower and lighter. Tests with a glove simulating deicer boots and roughness equivalent to paint showed that either source could lead t significant penalties (1-2%) in efficiency.

A new wing tip airfoil was designed with reduced aft camber to reduce aileron hinge moments. Tests showed the hinge moment coefficient b_o was reduced to 75% of current airfoils. However the effects of incidence and deflection on hinge moments remained similar to current airfoils, so aerodynamic balance requirements would not b altered. At zero aileron deflection the maximum lift coefficients were found similar to current aft cambered airfoils, while at 30° deflection an improvement of 12% in C_{Lmax} indicated some potential for smaller ailerons or more highly tapered wings. Recommendations are made for the R & D in the Phase III of the program.

18. Key Words	19. Distribution Statement
Aircraft, Wing, Propeller, Airfoil, Aerodynamics, Testing, Fuel, Energy, Efficiency, Conservation, STOL, Short, Takeoff, Landing.	Limited number of copies available from TDC.

20. Security Classification (of this report)	21. Security Classification (of this page)	22. No. of Pages	23. Price
Nil	Nil	24	Nil

TDC 0317 (9-80)

FORMULE DE DOCUMENTATION POUR RAPPORT

1. Nº du rapport Transports Canada	2. Nº de l'étude — CDT	3. Nº de catalogue du destinataire
3481 F	4079	

4. Titre et sous-titre	5. Date du rapport
Avion de Transport ADAC a Consommation Améliorée: Rapport Recapitulatif Phase II.	Janvier 1982
	6. Nº du rapport de l'organisme exécutant: DHC-TDC 81-1
7. Auteur(s): B. Eggleston	8. Nº de dossier Transports Canada: D-1455-112-6
9. Nom et adresse de l'organisme exécutant: De Havilland Aircraft Canada, Ltd. Downsview, Ontario M3K 1Y5	10. Nº de dossier — ASC
	11. Nº de contrat — ASC ou Transports Canada: OSD80-00036
12. Nom et adresse de l'organisme parrain: Centre de Developpement Transport Canada (CDT) 1000 O., rue Sherbrooke C.P. 549 Pl. de l'aviation Montréal, Quebec H3A 2R3	13. Genre de rapport et periode visée: Résumé - Jan/80-Feb/81
	14. Code de l'organisme parrain
15. Remarques additionnelles	16. Agent de projet — CDT: W.H.D. Hanchet

17. Résumé

Ce rapport rend compte des travaux de la de Havilland Canada dans la Phase II d'un programme visant a optimiser le rendement énergétique d'ADAC avancés.

Des profils d'hélice ont été dessinés ayant une épaisseur relative de 21% et de 13%. Ces profils font partis d'un ensemble qui comprend un profil a épaisseur relative de 6% étudié dans la Phase I. Des essais de ces profils en soufflerie bidimensioneele a NAE ont montrés des améliorations significative en portance maximale, en meilleure finesses, et en traînée réduite, ceci en comparaison avec les profils, d'hélice classiques. Le rendement de ces hélices, amélioré de 1-3%, abouti à la réduction de la corde des pales, et à la réduction de la masse totale de l'hélice. Les profils d'hélice montraient une couche uniform de grains grossiers ce qui représentait de la peinture et un dégivreur était simulé sur le bord d'attaque. On a constaté qu'aucune de ces modifications pouraient diminuer l'éfficacite de l'hélice de 1-2%.

Un nouveau profil aérodynamique pour l'extrémité d'aile a été dessiné avec la cambrure arrière réduite pour diminuer les moments de charnière de l'aileron. Les essais ont montré que le coefficient de moment de charnière b_o a été reduit de 75% de celui des profils aérodynamiques courants. Cependant les effets d'incidence et de braquage sur les moments de charnière restaient semblables aux profils aérodynamiques courants, alors que l'équilibrage aérodynamique ne changeait pas. Avec le braquage de l'aileron à 0^o les coefficients de portance maximale étaient semblables aux profils aérodynamiques courant avec de la cambrune arrière, et avec le braquage a 30^o le coefficient de portance maximale a été amélioré de 12% ce qui indique le potential d'avoir de plus petits ailerons on des ailes plus evolutives.

L'étude indique la voie à suivre pour d'autres recherches dans la Phase III de ce programme.

18. Mots-clés	19. Diffusion
Avion, Aile, Hélice, Profil, Aérodynamique, Essai, Carburant, Energie, Efficacite, Conservation, ADAC, Court, Decollage, Atterrissage	Le nombre de reproductions disponibles sera limité par TDC.

20. Classification de sécurité (de ce rapport)	21. Classification de sécurité (de cette page)	22. Nombre de pages	23. Prix
Aucung	Aucung	25	Aucung

SOMMAIRE

Ce rapport rend compte des travaux faits par De Havilland du Canada dans le cadre de la phase II du marché à frais partagés conclu entre elle et le Centre de développement des transports (CDT) et visant à améliorer la consommation des ADAC de transport à venir.

Durant cette phase II, deux profils d'hélice avancés ayant une épaisseur relative de 13% et de 21% respectivement ont été étudiés pour le domaine de la propulsion des ADAC. Ces deux profils font partie d'une famille de profils qui comprend le profil de 6% étudié et essayé dans la phase I du programme de recherche. Ces deux profils améliorent les coefficients de portance maximums et les finesses optimales de 30% à 40%, comparativement aux profils classiques d'hélice. Un tel progrès peut se traduire par la réalisation de pales plus étroites et plus légères et par une augmentation de la traction entre 1% et 3%. Des essais ont d'abord été faits sur ces profils revêtus d'une bande adhésive rugueuse offrant la résistance d'une couche de peinture, puis équipés d'un boudin de bord d'attaque simulant un dégivreur pneumatique. Dans un cas comme dans l'autre, la traînée a augmenté notablement, entre 50% et 100%, ce qui peut provoquer une perte de traction de 2% à 4%.

En outre, un nouveau profil d'extrémité d'aile a été étudié, caractérisé par une cambrure plus faible à l'arrière afin de réduire les moments de charnière des ailerons et d'améliorer si possible les conditions d'équilibrage aérodynamique. Les essais ont montré que le coefficient b_o de moment de charnière est d'environ 25% inférieur à celui des profils d'usage courant. Cependant, l'effet de l'angle d'incidence et de l'angle de braquage des ailerons sur les moments de charnières est demeuré pratiquement inchangé, de sorte que les conditions d'équilibrage aérodynamique demeurent essentielle-

ment les mêmes. L'effet d'un angle de braquage nul des ailerons a été le même pour ce profil que pour les profils d'usage courant mais, à 30% de braquage, le C_{Lmax} est amélioré de 12%. Ceci pourrait se traduire par l'adoption soit d'ailerons moins grands soit d'une forme en plan de voiure nettement plus trapézoïdale.

Le rapport conclut en recommandant de passer à la phase III du programme de recherche qui comprend l'étude de dispositifs de bord d'attaque destinés à améliorer la portance maximum et à réduire la voilure. Il recommande aussi que soient poursuivis les travaux de recherche sur un profil d'hélice de 4% qui compléterait la gamme de profils étudiés en vue la réalisation d'une pale complète.

Enfin le rapport recommande d'étudier la possibilité de raccorder les profils de fuseau moteur et d'aile de manière à réduire la traînée d'interférence et la perte de traction.

TABLE DES MATIÈRES

1. INTRODUCTION 1

2. ANALYSE DES RÉSULTATS 2

2.1 Étude et essai d'un profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 21%. 2

2.2 Étude et essai d'un profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 13%. 4

2.3 Étude et essai d'un profil d'extrémité d'aile. 6

3. CONCLUSIONS 9

3.1 Essai du profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 21%. 9

3.2 Essai du profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 13%. 10

3.3 Essai du profil d'extrémité d'aile 11

4. VOIE À SUIVRE EN RECHERCHE 13

5. APPLICATION 14

LISTE DES FIGURES

Figure 1	Hélice propulsant un ADAC: conditions d'écoulement localisé.	15
Figure 2	Profils d'hélice étudiés par DHC.	16
Figure 3	Effet de l'état de surface d'un profil sur le rendement dans le cas d'un profil d'hélice de 21%.	17
Figure 4	Courbe des portances d'un profil d'hélice de 21% à un nombre de Reynolds de 3 millions.	18
Figure 5	Répartition des pressions sur un profil d'hélice de 21% à un coefficient de portance de 1.15.	18
Figure 6	Effet de l'état de surface du profil sur le rendement dans de cas d'un profil d'hélice de 13%.	19
Figure 7	Bilan comparatif du rendement d'un profil d'hélice parfaitement lisse.	20
Figure 8	Profil d'extrémité d'aile DHC-CDT de 14%.	21
Figure 9	Graphique comparatif des courbes de portance à M = 0.20.	22
Figure 10	Graphique comparatif des portances maximum dans le cas d'un profil d'extrémité d'aile avec aileron.	23
Figure 11	Graphique comparatif des moments de charnière d'ailerons.	23

1 INTRODUCTION

Aux termes du marché à frais partagés conclu avec le Centre de développement des transports, De Havilland du Canada soumet le rapport relatif à la phase II du programme de recherche et de développement visant à améliorer la consommation des avions de transport ADAC à venir. Trois tâches ont été parachevées. Ce sont:

- l'étude et l'essai d'un profil d'hélice de 21% convenant à la partie interne du rayon de propulsion de l'hélice d'un ADAC,
- l'étude et l'essai d'un profil d'hélice de 13% convenant à la partie médiane,
- l'étude et l'essai d'un profil d'extrémité d'aile.

Ce rapport résume les objectifs visés, rend compte des progrès accomplis et fait des recommandations concernant les travaux à inscrire dans la phase suivante de ce programme de recherche et de développement.

2 ANALYSE DES RÉSULTATS

2.1 Étude et essai d'un profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 21%

L'étude visait la conception d'un nouveau profil ayant une épaisseur relative de 21% et se trouvant à un point de la pale situé entre 20% et 30% du rayon maximum d'une hélice propulsant un ADAC. Même si cette partie de la pale contribue peu au rendement global de l'hélice, elle doit cependant demeurer efficace puisqu'elle imprime une surpression de l'air admis dans le moteur, améliorant sensiblement le rendement de celui-ci. Le profil souhaité doit développer une portance maximum élevée pour assurer la forte traction nécessaire au décollage, combinée à une faible traînée dans toute la plage des conditions d'écoulement localisé correspondant aux vitesses de montée et de croisière de l'aéronef. Voir la figure 1, p. 15.

Le profil étudié est illustré à la figure 2, p. 16 en même temps que d'autres profils déjà étudiés dans le cadre du même programme. Ce profil favorise un écoulement laminaire, accompagné d'une traînée réduite, jusqu'à 30% de la corde et ses caractéristiques demeurent performantes lorsque l'écoulement devient tout à fait turbulent, comme il le serait si jamais la surface du profil devenait rugueuse pour des raisons d'avarie en service. Ce profil est caractérisé par un nez arrondi, une forte cambrure à l'avant qui s'amenuise vers l'arrière et un bord de fuite arrondi ayant une épaisseur de 0.5% de la corde pour faciliter la fabrication de l'hélice. Pour favoriser l'écoulement laminaire, la pente de dépression sur l'extrados a été rendue constante jusqu'à 30% de la corde lorsque le coefficient de portance est de 1.5. Cette zone est suivie d'une zone de recollement à concavité modérée qui prévient le décollement précoce et qui réduit la traînée.

Ce profil d'hélice a été étudié dans la soufflerie bidimensionnelle de la National Aeronautical Establishment dont la chambre d'essai a 0.38 x 1.5 m et ce, à des nombres de Mach entre 0.2 et 0.6 et à des nombres de Reynolds entre 0.3 et 6 millions. Le rendement le plus élevé correspond au nombre de Reynolds le plus faible, ce qui va à l'encontre des tendances normalement constatées. Il semble que la turbulence dans la soufflerie augmente avec le nombre de Reynolds, suscitant une traînée plus forte par suite d'un décollement précoce et d'un épaississement des couches limites. Dans des conditions types de décollage, lorsque le nombre de Reynolds et le nombre de Mach sont de 1.5 million et de 0.2 environ, respectivement, les coefficients de portance maximums obtenus sont autour de 1.7, les finesses optimales de 130 et le coefficient de traînée minimum d'environ 0.009. Voir la Figure 1. Mais lorsque le nombre de Reynolds est porté à 3 millions, le coefficient de portance maximum et la finesse optimale sont réduits de 10% environ, le coefficient de traînée minimum demeurant inchangé. Voir la Figure 3, p. 17. Le rendement du profil est de beaucoup supérieur à celui de profils plus épais étudiés ailleurs, même à un nombre de Reynolds aussi élevé.

Le décrochage s'est révélé brutal dans toutes les conditions d'essai. Voir la Figure 4. Cela peut être attribué à la trop grande concavité de la zone de recollement de l'extrados, qui empêcherait une évolution progressive des conditions de décrochage. Voir la Figure 5. Un tel comportement ne donne cependant lieu à aucune inquiétude car on sait que le rendement en service réel d'un profil s'accroît sous l'action des forces centrifuges qui ont tendance à rendre les couches limites plus stables.

Des essais ont été faits sur le profil revêtu d'une bande adhésive rugueuse offrant une résistance comparable à une couche de peinture de 120 à 160 millionièmes de pouce. Le résultat a été une traînée plus forte de 40% environ et une portance maximum réduite de 18%, comparativement au profil parfaitement lisse. Voir la Figure 3. De même, un boudin de bord d'attaque simulant un dégivreur pneumatique a été posé, ayant des décrochements dirigés vers l'arrière et situés à 25% de la corde. Le résultat a été encore plus négatif, la traînée augmentant de 65% environ tandis que la portance maximum chutait de 20% environ, comparativement au profil lisse.

Les calculs du rendement d'hélice ont montré qu'une traînée augmentant du double entraîne une réduction de traction de 4% ce qui, dans le cas de la bande adhésive rugueuse ou du dégivreur pneumatique, correspondrait à une perte de traction de 2% à 3%. Les expérimentations faites sur des hélices complètes dans le cadre de programmes de recherche entrepris séparément par De Havilland ont confirmé la réalité de ces pertes de traction. Ces résultats ont été utiles à cette compagnie qui a attiré l'attention des constructeurs d'hélices sur l'importance de ces facteurs dans le calcul du rendement réel des hélices.

2.2 Étude et essai d'un profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 13%.

L'étude visait la conception et l'essai d'un nouveau profil ayant une épaisseur relative de 13% maximum, épaisseur convenant à un point de la pale situé à quelque 50% du rayon de propulsion d'une hélice propulsant un ADAC. Cette partie de la pale joue un rôle important dans toutes les conditions d'exploitation. Elle doit développer une portance maximum élevée durant le décollage et n'apporte qu'une faible traînée durant tout le reste du vol, contribuant au rendement global élevé de l'organe de propulsion. Le profil en

question doit en outre faire partie d'une famille de profils se completant tout au long de la pale et se raccordant doucement les uns aux autres, ce qui facilite d'autant la fabrication de l'hélice.

Ce profil est illustré à la Figure 2. Il est le résultat du raccordement en cambrure et en épaisseur des profils de 6% et de 21% précédemment étudiés, et illustrés à la Figure 2. Le choix final du raccordement des profils en cambrure et en épaisseur est le résultat des travaux de recherche sur la forme optimale, qui ont consisté à varier systématiquement les paramètres caractéristiques du profil et à analyser le rendement correspondant, dans des conditions types de décollage et de croisière. Le profil retenu a un nez plus épais qu'il n'est normalement le cas afin de favoriser la portance maximum, tandis que la zone d'épaisseur maximum a été repoussée loin vers l'arrière (à 35% de la corde) ce qui autorise un écoulement laminaire en régime de croisière et une faible traînée. Le bord de fuite a une épaisseur de 0.5% de la corde, ce qui facilite la fabrication sans pour autant susciter une traînée indue. Le profil a été étudié dans la soufflerie bidimensionnelle de la NAE qui a une chambre d'essai de 0.38 x 1.5 m. Dans des conditions types de décollage, c'est-à-dire un nombre de Mach et de Reynolds de 0.40 et de 2.5 millions, respectivement, (voir la Figure 1), il a développé un C_{Lmax} d'environ 1.45. Voir la Figure 7. Ce coefficient représente un gain d'environ 30% par rapport aux profils classiques de pales d'hélice, mais il est environ 10% moindre que les nouveaux profils Dowty-ARAD bénéficiant d'une cambrure beaucoup plus accentuée. Le résultat est que, pour obtenir au décollage une traction égale, les cordes de l'hélice doivent être de 20% moindres que celles des profils classiques mais d'environ 10% supérieures à celles des profils ARAD.

En montée, les nombres de Mach localisés à 50% du rayon de propulsion vont généralement de 0.4 à 0.5 et les coefficients de portance sont de l'ordre de l'unité. Voir la Figure 1. Dans ces conditions, les finesses varient entre 100 et 110, comparativement à 75 environ dans le cas des profils tant classiques que ARAD. Voir la Figure 7. Il en résulte une augmentation de la traction en montée estimée entre 1 et 1½%, ce qui permet d'augmenter la charge utile de 4 à 5% pour une assiette de cabré donnée.

En régime de croisière, les nombres de Mach localisés sont de 0.55 environ et les coefficients de portance tombent à 0.4. Voir la Figure 1. Dans ces conditions, l'avantage de la faible cambrure du profil DHC devient évident, les finesses réalisés atteignant quelque 50, comparativement aux finesses de 30 pour le profil ARAD et de 40 pour un profil classique. Voir la Figure 7. Ces progrès montrent bien qu'un rendement en régime de croisière accru de 1% à 2% est réalisable avec les profils DHC.

Des essais ont également été faits avec une bande adhésive rugueuse et un boudin de bord d'attaque simulant un dégivreur pneumatique. L'effet sur le rendement est récapitulé à la Figure 6. Dans un cas comme dans l'autre, l'effet sur la portance maximum a été trouvé négligeable, tandis que l'effet négatif sur la traînée et sur la finesse optimale est le même, c'est-à-dire une réduction de 30% dans la finesse et une augmentation de 30% dans la traînée. Dans les deux cas, il en résulterait une perte de traction de 1% à 1½% et une réduction de la charge utile trois fois ce pourcentage, environ.

2.3 Étude et essai d'un profil d'extrémité d'aile

L'étude visait la conception et l'essai d'un nouveau profil d'extrémité d'aile convenant à un avion de transport de type ADAC équipé d'ailerons à

commande manuelle. L'étude d'un profil d'aile doit respecter divers impératifs dont celui d'augmenter considérablement les angles d'incidence correspondant tant à la portance maximum qu'au décrochage, comparativement aux angles du profil d'emplanture d'aile. L'idée est de prévenir le décrochage aux extrémités d'ailes tout en assurant un contrôle efficace de la stabilité latérale. Il est souhaitable aussi que l'évolution des conditions de décrochage aux extrémités d'ailes soit progressive et qu'elle ne s'accompagne pas d'une perte brutale de la portance qui se traduirait alors par un alourdissement incontrôlable de l'aile advenant un décrochage des extrémités durant un virage ou un vol en lacet. Enfin, il faut augmenter l'efficacité des ailerons pour réduire leur longueur dans la mesure du possible et pour laisser ainsi plus de place aux volets, d'où un accroissement de la portance.

Le profil a été conçu à l'aide de méthodes inverses propres à De Havilland. Le tracé de ce profil avec ailerons est illustré à la Figure 8. Il est caractérisé par un extrados et un nez soigneusement étudiés pour favoriser une portance élevée, sans inclinaison du bord d'attaque ce qui aurait augmenté la traînée en régime de croisière. On constate aussi que, contrairement aux profils classiques, la cambrure est très faible à l'arrière afin de réduire les moments de charnière, favorisant ainsi l'emploi de contrepoids d'équilibrage plus petits et une action des ailerons plus efficace. L'épaisseur maximale du profil a été choisie égale à 14% de la corde afin d'éviter de donner au profil une cambrure insuffisante, peu désirable à nos yeux.

Le profil et les ailerons ont été étudiés dans la soufflerie bidimensionnelle de la NAE qui a une chambre d'essai de 0.38 x 0.5 m et ce,

dans une plage de conditions appropriée d'essai. Il a été constaté que la courbe de portance du profil d'extrémité d'aile s'accorde bien avec celle du profil d'emplanture qui, lui, a une épaisseur relative de 21% et a été étudié dans la phase I du programme. Voir la Figure 9. On constate aussi qu'aux angles d'incidence correspondant au coefficient de portance maximum et aux conditions de décrochage, ce profil laisse une plus grande marge que cela n'est le cas pour le profil de 21%. La Figure 10 montre l'efficacité de l'action des ailerons comparativement à un profil classique bénéficiant d'une cambrure à l'arrière plus accentuée, cette efficacité étant représentée par la courbe de portance maximum en fonction de l'angle de braquage des ailerons. À l'angle de braquage maximum de 30^{o}, ce nouveau profil améliore la portance maximum de 12%, ce qui favoriserait l'adoption soit d'ailerons moins grands soit d'une forme en plan de voilure nettement plus trapézoïdale.

L'adoption d'une cambrure plus faible à l'arrière a permis de réduire le coefficient b_o de moment de charnière par 25% environ, comparativement aux profils d'usage courant. Cependant, il est apparu que l'angle d'incidence et l'angle de braquage des ailerons ont sur les coefficients b_1 et b_2 de moment de charnière le même effet que dans le cas des profils d'usage courant, de sorte que les conditions d'équilibrage aérodynamique demeurent essentiellement les mêmes. Voir la Figure 11.

3. CONCLUSIONS

3.1 Essai du profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 21%

1. Le rendement le plus élevé a été obtenu alors que le nombre de Reynolds était le plus faible, soit 1.3 million. Le coefficient de portance maximum obtenu de 1.75 signifie une bonne traction statique alors que la finesse optimale de 130 signifie un bon rendement en montée. La traînée de 0.008 environ au coefficient de portance de 0.4 environ correspondant à un régime de croisière montre qu'un bon rendement de croisière est réalisable.

2. Aux nombres de Reynolds plus élevés, le rendement décroît, contrairement à ce qui se produit normalement. Cela semble attribuable à une turbulence dans la soufflerie qui va en augmentant, écourtant la durée de l'écoulement laminaire autour du profil et provoquant une traînée plus forte et un décollement précoce aux coefficients élevés de portance. Ainsi, à un nombre de Reynolds de 3 millions, les finesses maximums sont tombées à 90 environ tandis que le coefficient de traînée minimum a atteint 0.010 environ.

3. Le décrochage s'est révélé brutal malgré l'adoption d'un extrados ayant une zone de recollement moins concave que celle du profil Stratford qui est le profil limite. Il n'est pas sûr que ce comportement aux essais ait pour effet de dégrader effectivement la traction statique d'une hélice en service réel car on sait, pour l'avoir constaté, que la rotation a d'habitude un effet stabilisateur sur les couches limites.

4. Des essais faits sur le profil revêtu d'une bande adhésive rugueuse simulant une couche de peinture, puis équipé d'un boudin de bord d'attaque simulant un dégivreur pneumatique, se sont traduits par une forte dégradation du rendement. Dans un cas comme dans l'autre, le coefficient de portance maximum est tombé à 1.4 environ tandis que la traînée a augmenté dans une proportion pouvant atteindre 65%. Une telle dégradation se traduirait par une perte de traction entre 2% et 3% et met en évidence l'importance d'un état de surface particulièrement lisse et d'un contrôle étroit durant la fabrication.

3.2 Essai du profil d'hélice ayant une épaisseur relative de 13%

1. Le profil de 13% provient du raccordement en cambrure et en épaisseur des profils de 6% et de 21% précédemment étudiés et possède d'excellentes caractéristiques.
2. Ce profil améliore le coefficient de portance maximum de quelque 20%, comparativement aux profils classiques, mais ce coefficient reste à 10% environ en-deçà de celui des profils ARAD bénéficiant d'une cambrure plus accentuée. À traction égale en décollage, le profil de 13% autorise une largeur de pale de quelque 20% moindre que celle des profils classiques mais d'environ 10% supérieure à celle des profils ARAD.
3. En montée, la finesse a été améliorée d'environ 40% comparativement aux profils tant classiques que ARAD, ce qui pourrait se traduire par une augmentation de la traction entre 1% et 1½%

et une augmentation de la charge utile entre 4% et 5% pour une assiette de cabré donnée.

4. En régime de croisière, les finesses obtenues sont améliorées de quelque 25% par rapport aux profils classiques et de quelque 75% par rapport aux profils ARAD, ce qui pourrait se traduire par une augmentation de la poussée entre 1% et 2% ou par une économie correspondante de la consommation due à une réduction du régime moteur.

5. L'effet de la bande adhésive rugueuse et du boudin de bord d'attaque sur la portance maximum a été trouvé négligeable, tandis que l'effet négatif sur la traînée et sur la finesse a été le même, c'est-à-dire 30% de traînée en plus et 30% en moins pour la finesse. L'effet correspondant sur la poussée serait une perte entre 1% et 1 1/3%, d'où l'importance d'un état de surface lisse et d'un contrôle étroit de la fabrication.

3.3 Essai du profil d'extrémité d'aile

1. Un profil à cambrure arrière moins prononcée a été adopté afin de réduire les moments de charnière des ailerons. Les essais ont montré que le coefficient b_o de moment de charnière a été réduit de 25% par rapport aux profils d'usage courant bénéficiant d'une cambrure arrière plus prononcée. Il a été constaté que l'angle d'incidence et l'angle de braquage des ailerons ont, sur les moments de charnière, le même effet que dans le cas des profils d'usage courant, de sorte que les conditions d'équilibrage aérodynamique demeu-

rent essentiellement les mêmes.

2. À un angle de braquage nul des ailerons, le comportement de ce profil ne s'écarte en rien de celui des profils d'usage courant, alors que, à 30^{o} de braquage, le C_{Lmax} est amélioré de 12%. Ceci pourrait se traduire par l'adoption soit d'ailerons moins grands soit d'une forme en plan de voilure nettement plus trapézoïdale.

3. Il a été constaté que, aux angles d'incidence correspondant au coefficient de portance maximum et aux conditions de décrochage, ce profil laisse une plus grande marge que cela n'est le cas pour le profil de 21%. En outre, il possède des caractéristiques qui permettent une évolution progressive des conditions de décrochage, caractéristiques souhaitables pour un profil d'extrémité d'aile.

4. VOIE À SUIVRE EN RECHERCHE

Les résultats acquis par les travaux des phases I et II et des programmes connexes entrepris par De Havilland nous amènent à faire les recommandations suivantes quant à la phase III:

1. Poursuivre le développement de profils d'hélice, et notamment d'un profil ayant une épaisseur relative de 4% convenant à l'extrémité de la pale et qui complèterait la gamme de profils étudiés en vue de la réalisation d'une pale d'hélice complète.
2. Poursuivre le développement de profils d'aile en portant l'attention sur les dispositifs de bord d'attaque destinés à retarder le décrochage et à augmenter la portance maximum.
3. Entreprendre de nouveaux travaux de recherche relatifs au raccordement des profils du fuseau moteur et de l'aile de manière à améliorer encore plus le rendement global.

5. APPLICATION

La technologie que le programme de recherche sur les profils d'aile et d'hélice a développée est très prometteuse et, en l'occurrence, les connaissances tirées des travaux de développement correspondants ont donné à De Havilland le moyen d'évaluer les offres reçues de la part de constructeurs d'hélices et visant le DHC-8. Outre qu'elle soit utile aux recherches en cours sur divers aéronefs étudiés par De Havilland, cette nouvelle technologie pourra servir, à plus court terme, à la mise en oeuvre des profils étudiés ou de profils dérivés de ceux-ci.

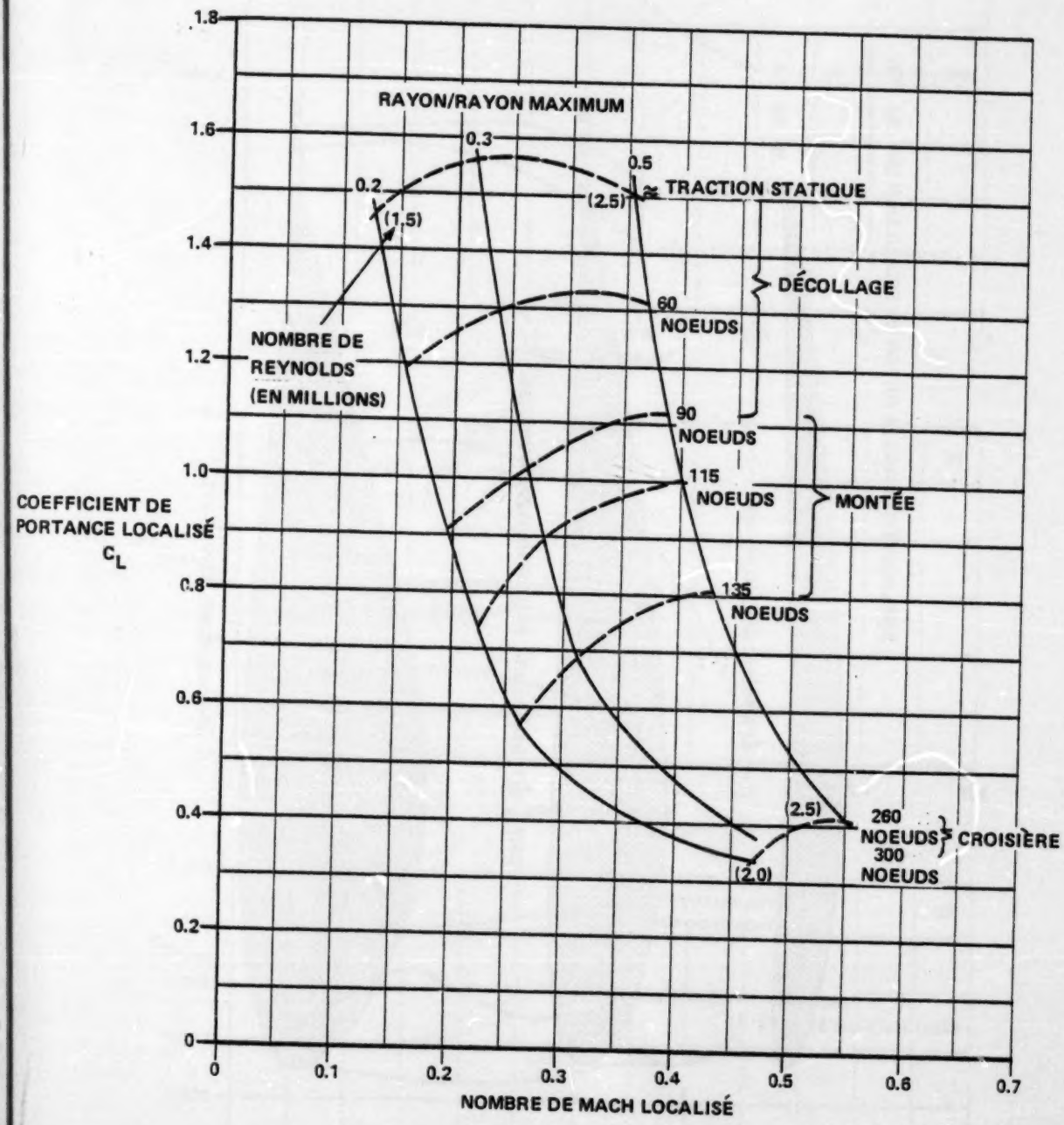


FIGURE 1 HÉLICE PROPULSANT UN ADAC; CONDITION D'ÉCOULEMENT LOCALISÉ

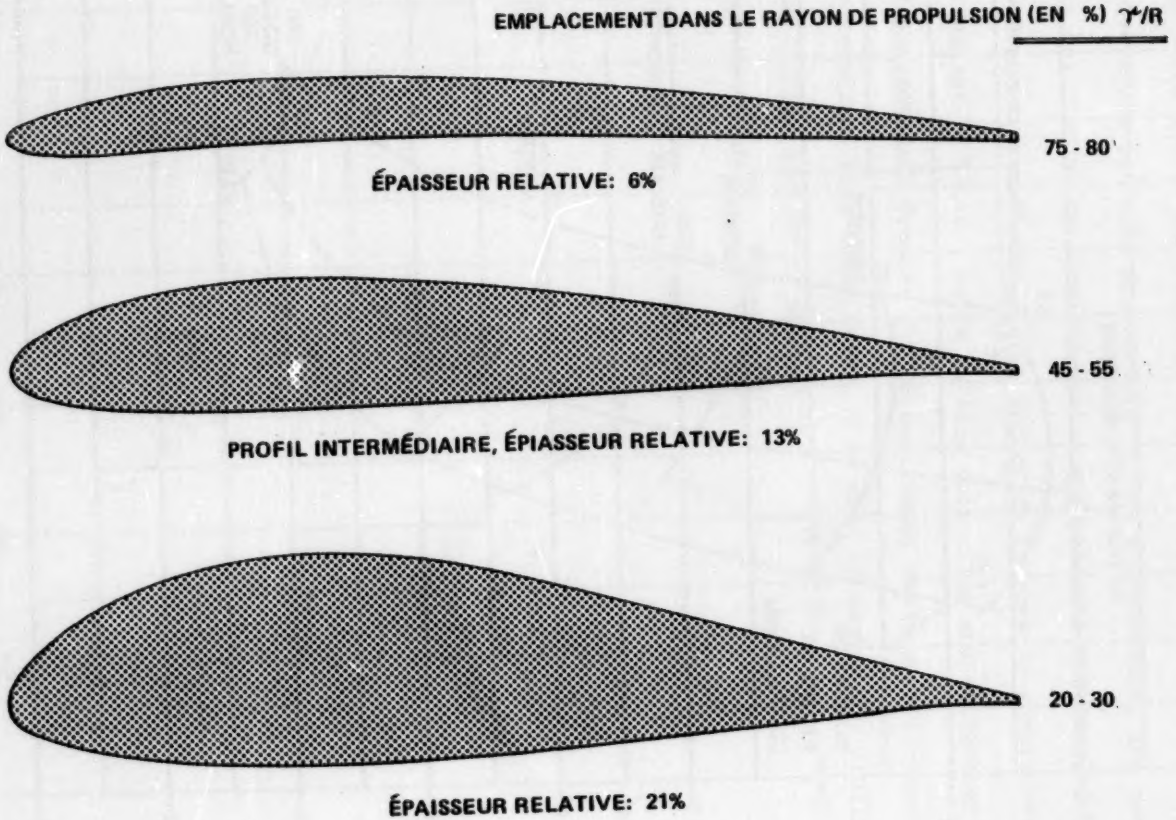
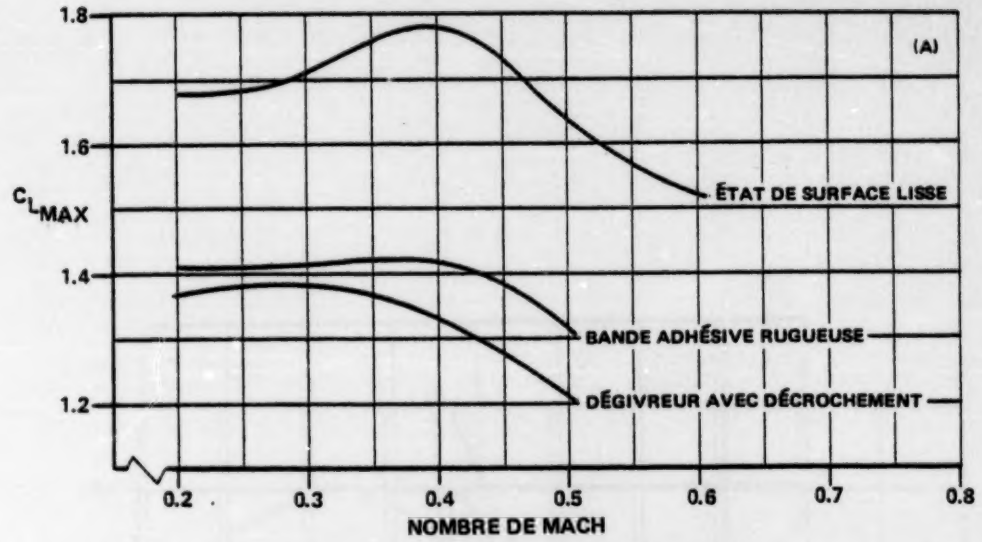
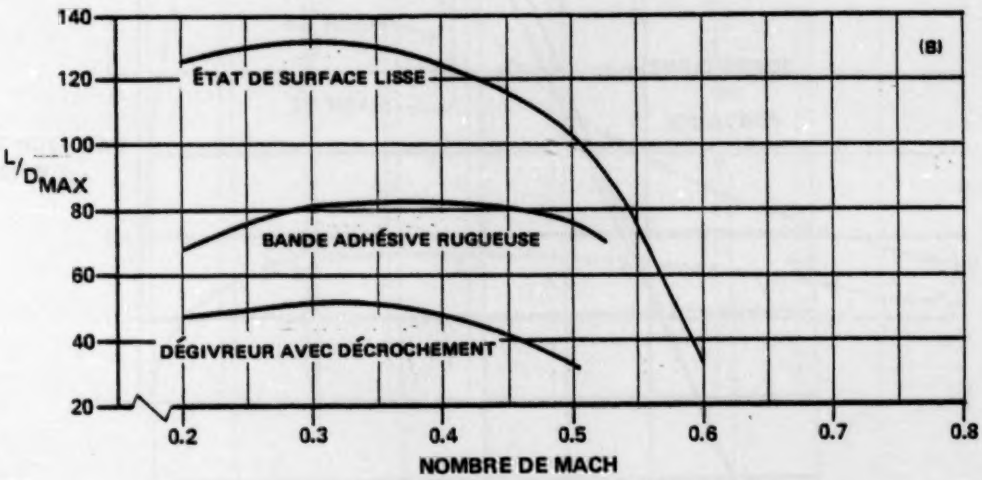


FIGURE 2 PROFILS D'HÉLICE ÉTUDIÉS PAR DHC





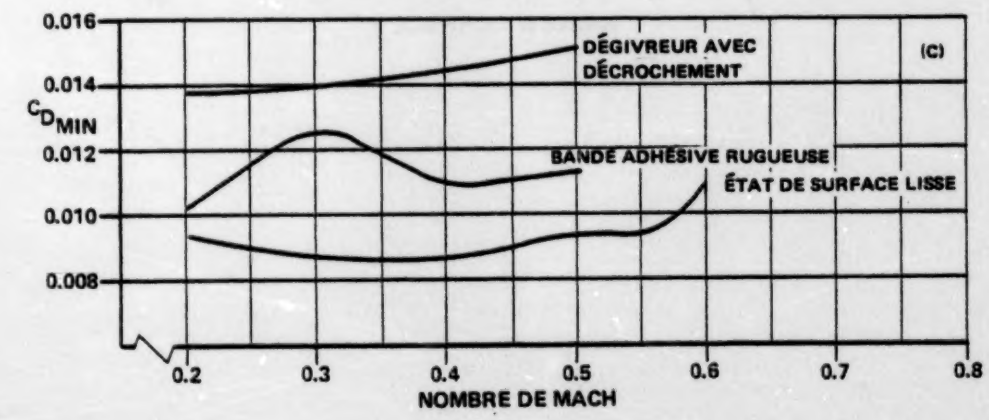


FIGURE 3 EFFET DE L'ÉTAT DE SURFACE DU PROFIL SUR LE RENDEMENT DANS LE CAS D'UN PROFIL D'HÉLICE DE 21%

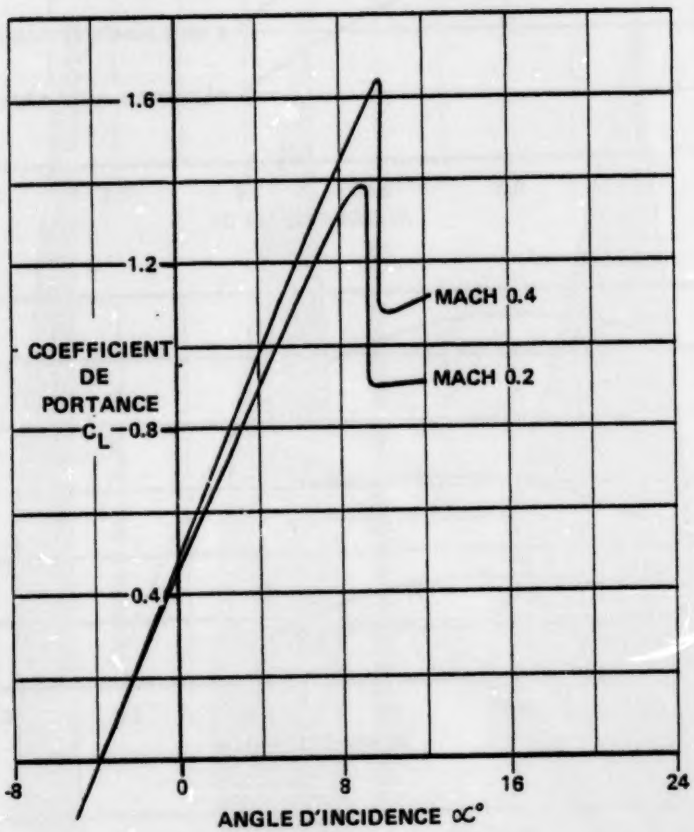


FIGURE 4 COURBE DES PORTANCES D'UN PROFIL D'HÉLICE 21% A UN NOMBRE DE REYNOLDS DE 3 MILLIONS

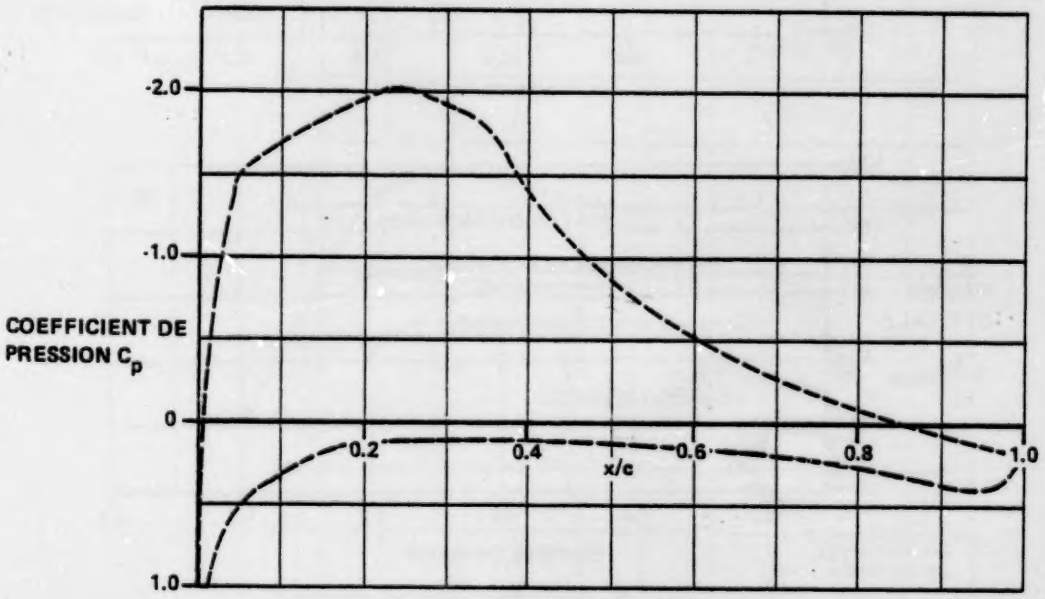


FIGURE 5 RÉPARTITION DES PRESSIONS SUR UN PROFIL D'HÉLICE DE 21% À UN COEFFICIENT DE PORTANCE = 1.15

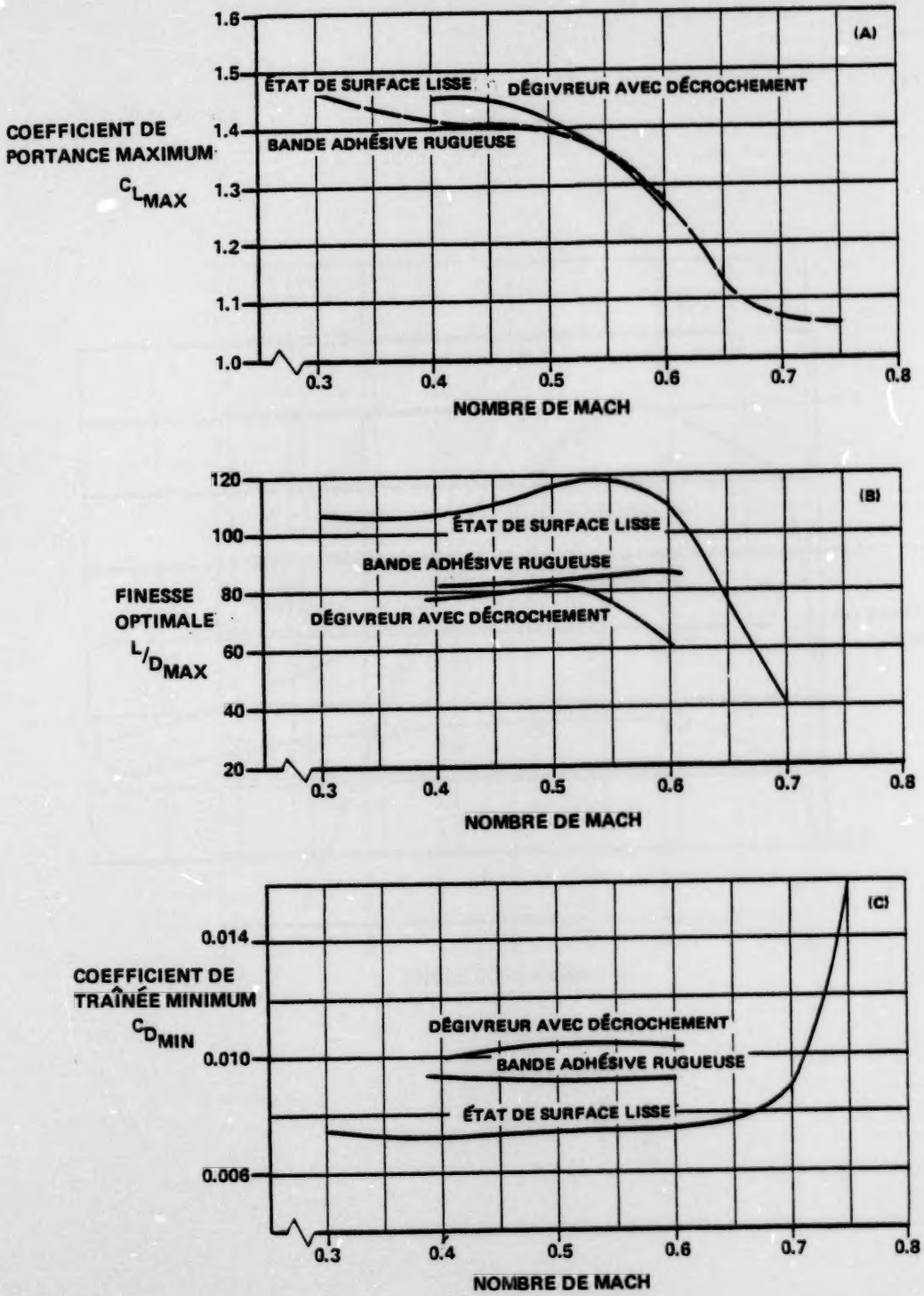


FIGURE 6 EFFET DE L'ÉTAT DE SURFACE DU PROFIL SUR LE RENDEMENT DANS LE CAS D'UN PROFIL D'HÉLICE DE 13%

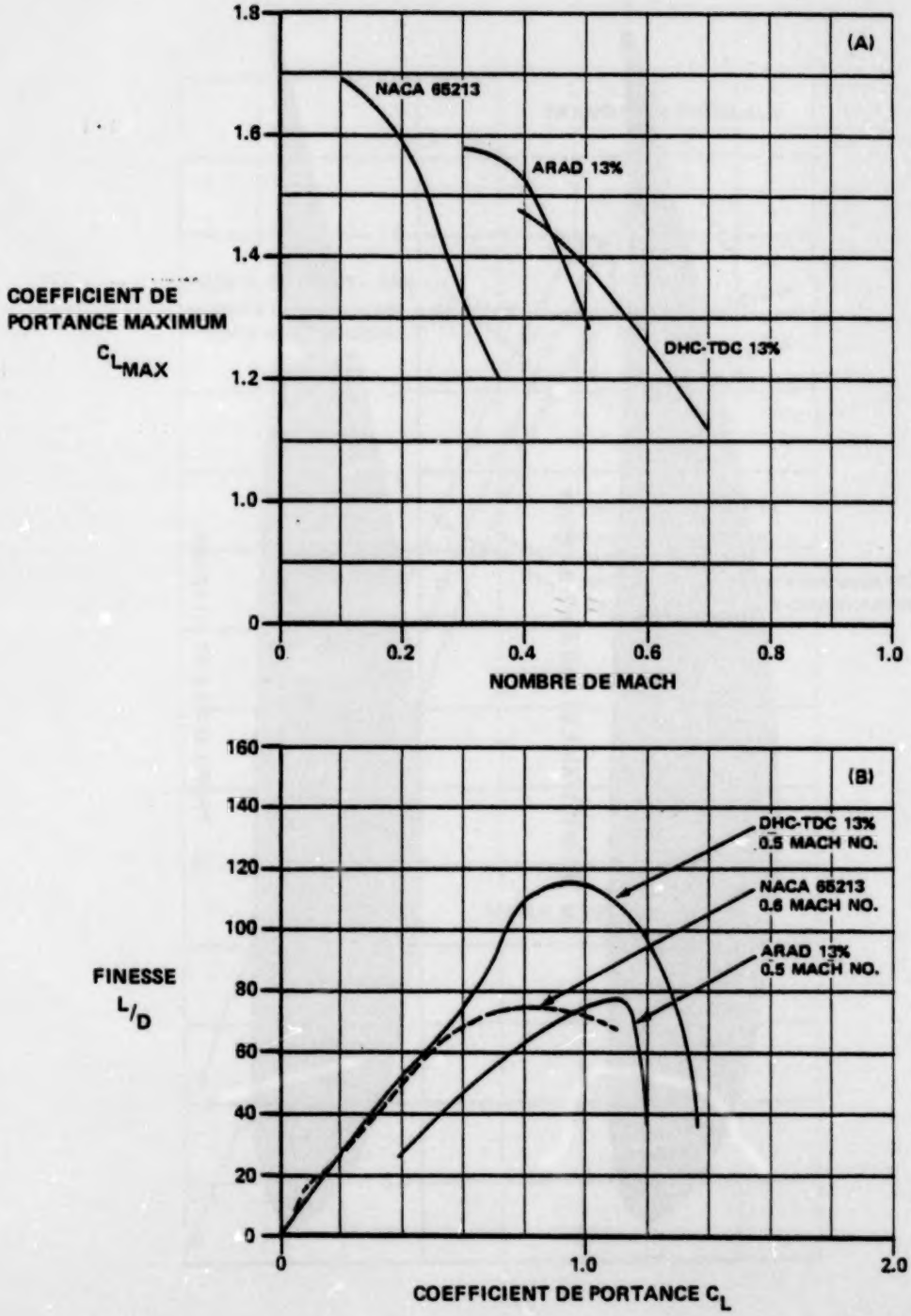


FIGURE 7 BILAN COMPARATIF DU RENDEMENT D'UN PROFIL D'HÉLICE PARFAITEMENT LISSE

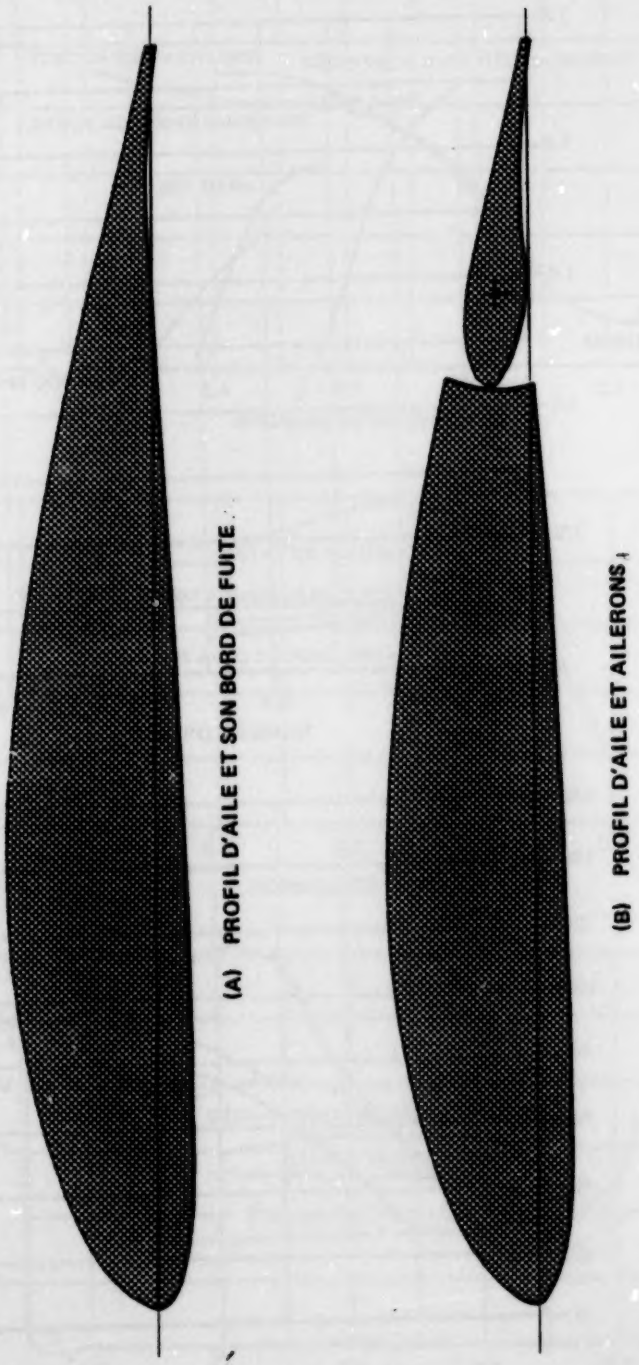


FIGURE 8 PROFIL D'EXTRÉMITÉ D'AILE DHC-CDT DE 14%

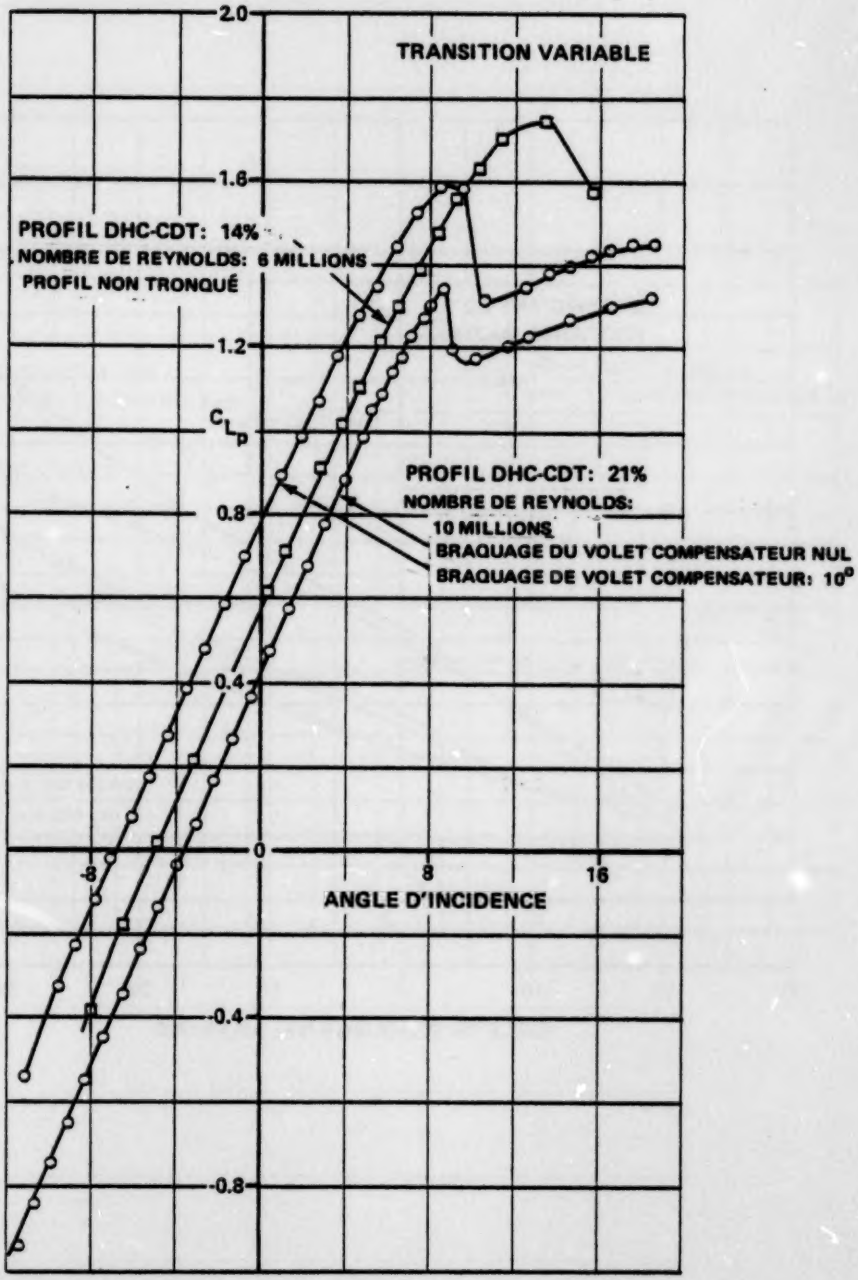


FIGURE 9 GRAPHIQUE COMPARATIF DES COURBES DE PORTANCE À M = 0.20

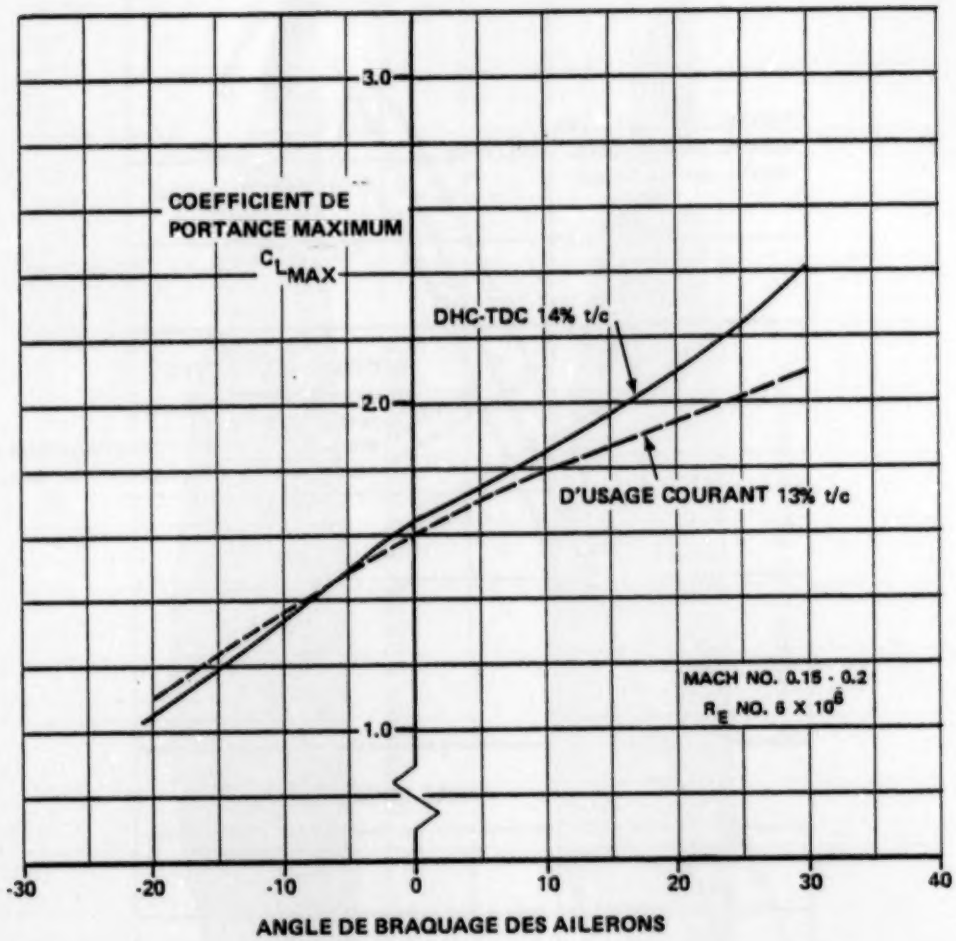


FIGURE 10 GRAPHIQUE COMPARATIF DES PORTANCES MAXIMUMS DANS LE CAS D'UN PROFIL D'EXTRÉMITÉ D'AILE AVEC AILERON

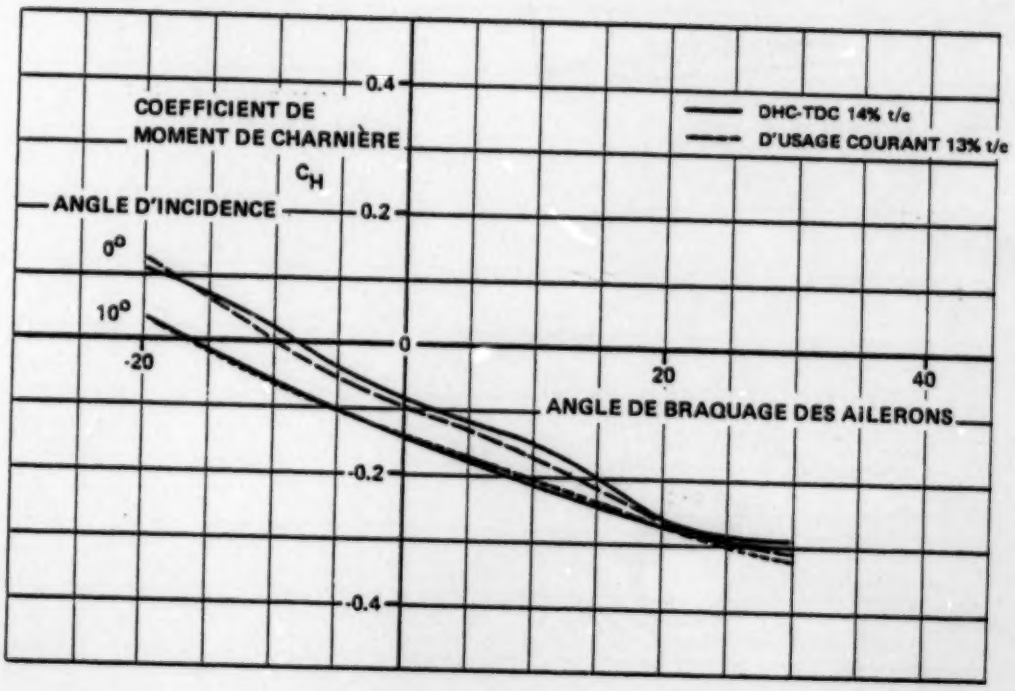


FIGURE 11 GRAPHIQUE COMPARATIF DES MOMENTS DE CHARNIÈRE D'AILERONS